文章编号:1000-4939(2023)04-0745-09

热振耦合环境 TC4 钛合金铆接结构振动疲劳对比试验研究

刘江华[1],吕锦锋[1],赵楠[1],王纯[2]

(1. 航空工业第一飞机设计研究院,710089 西安;2. 中国飞机强度研究所,710065 西安)

摘 要:钛合金材料在飞机结构设计中有着广泛的应用,在恶劣的振动和热耦合环境中容易发生热振耦合疲劳破坏,振动疲劳破坏严重影响飞机的飞行安全。为了获得热振耦合环境下较优的钛合金结构设计细节形式,设计了热振耦合振动疲劳试验件和试验系统,在 150 ℃温度条件下进行了 TC4 钛合金材料蒙皮 + 不同结构形式支撑和不同铆钉形式(半圆头铆钉和平头抽芯铆钉)铆接试验件进行振动疲劳试验。对试验结果数据统计归纳、对比,得出:同结构类型试验件,宽度相同、铆钉(抽钉)数量相同,平头抽钉连接试验件固有频率相对较高;而试验件宽度相同、铆钉类型相同、铆钉数量不同,铆钉数较多的试验件固有频率较高;半圆头铆钉连接件破坏多数表现为铆钉脱落,抽芯铆钉连接件破坏表现为蒙皮裂纹;抽芯铆钉相比半圆头铆钉连接件,其振动疲劳寿命较长;试验分别用 6 倍铆钉直径间距和 4 倍铆钉直径间距抽芯铆钉连接结构作对比,6 倍铆钉直径间距试验件振动疲劳寿命较长。这些试验结论可以作为飞机结构设计中薄壁结构设计的重要参考。

关键词:钛合金;振动疲劳;热振耦合;铆钉;薄壁结构

中图分类号:V252.2 **文献标志码**:A **DOI**:10.11776/j.issn.1000-4939.2023.04.002

Experimental study on vibration fatigue of TC4 titanium alloy riveted structure in thermal vibration coupling environment

LIU Jianghua[1], LÜ Jinfeng[1], ZHAO Nan[1], WANG Chun[2]

(1. The First Aircraft Institute, AVIC, 710089 Xi'an, China;
2. Aircraft Strength Research Institute of China, AVIC, 710065 Xi'an, China)

Abstract: Titanium alloy materials are widely used in aircraft structures. Thermal vibration coupling fatigue failure is easy to occur in harsh thermal vibration coupling environment. These fatigue failure threaten the aircraft safety. For obtaining better structure detail of thin-walled structure, the thermal vibration coupled vibration fatigue test pieces and test system were designed, and the vibration test of TC4 titanium alloy skin + support structure with different forms of and different rivets (semicircular head rivet and pull core rivet) was carried out at 150 ℃. The results of vibration fatigue test are summarized and compared: For the pieces with the same forms structure, same width and same rivet number, the nature frequency of the con-

收稿日期:2022-03-31 **修回日期**:2022-04-25
基金项目:陕西省自然科学基础研究计划资助项目(No. 2018JM5178)
通信作者:刘江华,高级工程师。E-mail:79774006@qq.com
引用格式:刘江华,吕锦锋,赵楠,等. 热振耦合环境 TC4 钛合金铆接结构振动疲劳对比试验研究[J]. 应用力学学报,2023,40(4):745-753.
LIU Jianghua, LÜ Jinfeng, ZHAO Nan, et al. Experimental study on vibration fatigue of TC4 titanium alloy riveted structure in thermal vibration coupling environment[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2023, 40(4):745-753.

nection structure of pull core rivets is higher than that of semicircular head rivet. For the pieces with the same forms structure、same width and same rivet type, the nature frequency of the connection structure with bigger rivet number is higher than that with smaller rivet number. Most of the damage of the semicircular head rivet connector is the fall off the rivet, and the failure of the pull core rivet connector is skin crack. The vibration fatigue life of pull core rivets connector is longer than that of semicircular head rivets connector. The connection structure of pull core rivets with 6 times rivet diameter spacing and 4 times rivet diameter spacing were tested for comparison, and it is shown that the vibration fatigue life of the test piece with 6 times rivet diameter spacing is longer. These results can be used as an important reference for titanium alloy thin-walled structure of aircraft.

Key words: titanium alloy; vibration fatigue; thermal vibration coupling environment; rivet; thin-walled structure

钛合金以其强度高、密度小、抗腐蚀性能强、耐热性能好、焊接性能好、无磁性和疲劳强度高等特性,在航空、航天和航海等领域中获得了广泛的应用[1]。这些结构在恶劣的振动和热耦合环境中容易发生热振耦合疲劳破坏[2]。TC4 钛合金是钛合金中使用最广泛、最成熟的 α + β 型两相钛合金。在所有钛合金使用中,TC4 合金用量超过50%,是钛合金中用量最大的合金,并且 TC4 可通过热处理在很大范围内控制其显微组织,从而改变其疲劳性能,应用领域不断拓宽。工程师和学者对钛合金疲劳特性的研究成为一个重要的研究领域,尤其是振动疲劳(高周疲劳)研究成为近年来一个热点方向[1,3-5]。

文献[3-8]对 TC4 钛合金疲劳行为进行研究,试验结果表明 TC4 钛合金的 *S-N* 曲线不出现呈水平线的疲劳极限,通过高周振动疲劳试验获得振动疲劳 *S-N* 曲线非常必要。文献[9-12]对钛合金振动疲劳性能进行了研究,并且通过激光冲击强化对钛合金疲劳特性影响做了研究,认为激光冲击强化可提高21%的振动疲劳寿命,并且具有可控性更强的优势。为了使钛合金高周疲劳节约时间成本,文献[13-15]使用超声疲劳试验机进行高周疲劳试验,试验加载频率达到 20 kHz,试验未考虑高频振动试验件产生的热效应对疲劳结果的影响。文献[16]提出试验件尺寸优化设计方法,对超声振动疲劳试验件进行了优化。为了避免 20 kHz 的高频振动中试验件过热对振动疲劳结果可靠性影响,且兼顾节约试验时间成本,文献[17-20]设计了非标振动疲劳试验件,试验件一阶弯曲固有频率为1 756 Hz,获得钛合金材料 10^9应力循环对应的应力水平。文献[21-22]对 TC4 钛合金振动疲劳裂纹扩展进行了试验研究,并且发展了振动疲劳剩余寿命预测模型,通过试验发现,振动疲劳裂纹在0.8 ~1.2 mm 时,裂纹扩展速率明显增大,大应力状态下疲劳裂纹扩展速率更快,裂纹扩展的趋势基本呈指数性增长,并且针对特定试验件建立了裂纹长度与一阶固有频率的关系,将一阶固有频率作为裂纹长度的检测方法。随着钛合金在航空航天领域高温/强振环境下的广泛应用,人们开始研究高温环境下钛合金的振动疲劳特性以及温度对裂纹扩展速率的影响[23-27]。研究结果表明,相比常温条件,高温条件下钛合金材料寿命有所降低,且疲劳裂纹扩展速率较快。

多数关于钛合金疲劳性能的研究主要针对钛合金材料本身,认为材料为均匀且连续介质,不考虑材料缺陷(如表面划痕、制造缺陷、金属夹杂、腐蚀等)对疲劳特性的影响,也未考虑机械连接细节对材料疲劳性能的影响。英国工程数据库 ESDU[28-30]在通过试验获得结构振动疲劳 *S-N* 曲线时,不仅通过试验获得材料自身振动疲劳 *S-N* 曲线,还针对工程设计中的各种结构设计,提取结构细节设计试验,获得不同结构细节的振动疲劳 *S-N* 曲线。

本研究参考 ESDU[28-30]考虑结构设计细节对振动疲劳影响的试验方法,设计试验件加热装置并确定加热方案,通过试验研究钛合金铆钉连接件在150 ℃条件下,不同结构形式、不同铆钉和铆钉间距对振动疲劳寿命的影响。试验结论可以作为飞机薄壁结构设计的重要参考。

1 试验件设计

根据飞机设计中钛合金蒙皮与蒙皮加筋结构形式,提取了3种蒙皮加筋结构,其截面分别为T形、L形和U形结构,为试验方便,将钛合金蒙皮加筋结构

作为蒙皮支撑，试验件设计正视图如图 1 所示。支撑与蒙皮之间使用铆钉连接，分为半圆头铆钉和平头抽芯铆钉，铆钉直径 $D=4$ mm，其中 T 形支撑和 L 形支撑与蒙皮连接铆钉之间距离为 $4D$，用于比较半圆头铆钉和抽芯铆钉连接对试验件振动疲劳寿命的影响；U 形支撑与蒙皮之间连接铆钉距离为 $4D$ 和 $6D$ 两种规格，用于比较半圆头铆钉和抽芯铆钉连接以及铆钉间距对试验件振动疲劳寿命的影响。

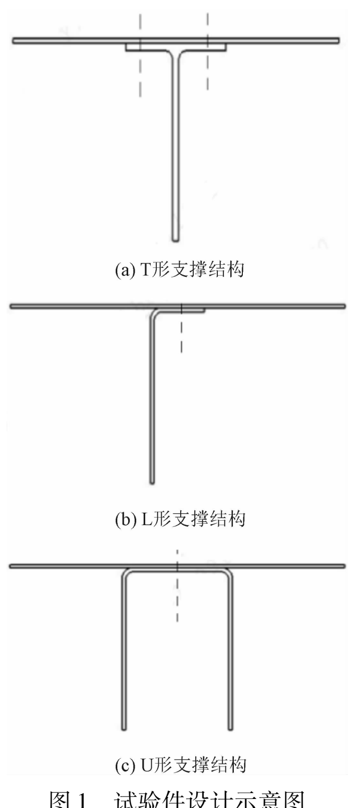


图 1　试验件设计示意图

Fig. 1　Test pieces sketch

设计试验件时，取 1.2 mm 厚度 TC4 钛合金蒙皮，L 形和 U 形支撑厚度取 1.5 mm，T 形支撑厚度取 2.0 mm，以试验件一阶对称弯曲固有频率为 250 Hz 左右为设计目标。利用 MSC. Patran 软件建立有限元模型，四边形壳元模拟蒙皮和支撑，蒙皮与支撑之间的铆钉使用刚性元 RBE2 模拟，图 2 所示为三类结构有限元模型，蒙皮与支撑均以 4 个铆钉（铆钉间距 $4D$）连接，支撑高度 50 mm，边界条件使用固支约束支撑底部，约束由底部向上 20 mm，TC4 材料 150 ℃条件下，弹性模量取 101 MPa，泊松比取 0.33，密度取 4 440 kg/m^3，使用 MSC. Nastran 分析软件计算结构固有频率，一阶对称弯曲固有频率以及试验件蒙皮设计尺寸统计如表 1 所示。

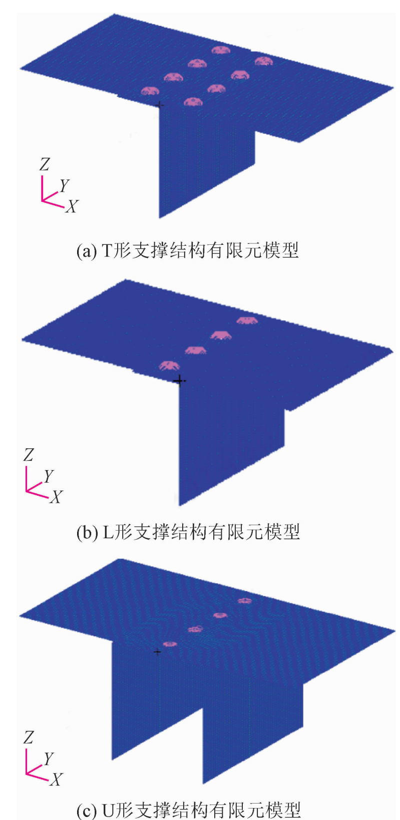


图 2　试验件有限元模型

Fig. 2　Finite element model of test pieces

表 1　试验件设计特征统计表

Tab. 1　Test piece characteristic statistics

序号	支撑形式	蒙皮设计尺寸/mm	支撑厚度/mm	固有频率/Hz	铆钉形式	铆钉间距
1	T	140×70×1.2	2.5	253.30	抽钉、铆钉	$4D$
2	L	133×70×1.2	1.5	260.84	抽钉、铆钉	$4D$
3	U	130×70×1.2	1.5	240.69	抽钉、铆钉	$4D$、$6D$

2　试验系统

试验系统由试验件、热载荷和振动载荷施加装置组成，在试验件根部开孔通过螺栓将试验件固支在夹具上，夹具底板通过螺栓与振动台连接。三类试验件设计共用试验夹具底座，图 2 所示为 L 形支撑试验件在振动台上固定示意图，试验件投影面积为 450 mm×180 mm。根据试验件的形状、尺寸大小和加热温度要求（150 ℃），采用石英灯作为加热元

件设计 1 个平板型加热器,灯管面积为 680 mm × 300 mm,大于试验对象的尺寸,可保证试验件受热均匀。3 类试验件投影面积差异,可以通过改变石英灯与试验件的距离实现对试验件温度的调节。加热石英灯由电功率调节装置供电,其所发出的辐射热由温度传感器接收,经放大后输入计算机进行比较、运算和校正调节后的控制信号输给电功率调节装置,改变加于石英灯两端的电压值,从而控制辐射热流密度的大小。振动载荷施加采用闭环控制,控制点位于试验夹具靠近试验件的位置。试验中为防止接地回路干扰,控制传感器螺接到绝缘块上,再通过绝缘块连接到控制点上。试验时将振动控制仪生成的驱动信号通过功率放大器逐级放大,然后驱动振动台工作,同时控制点的响应信号反馈至控制仪,将其与设定好的参考谱进行比较、修正,得出新的驱动谱,如此反复进行,使控制谱达到并满足试验控制要求。试验夹具和加热装置设计示意图如图 3 所示,试验系统如图 4 所示。经过试验系统设计,准备表 2 所示试验设备和测试设备用于试验,所有设备均经过计量标定且在有效期内。

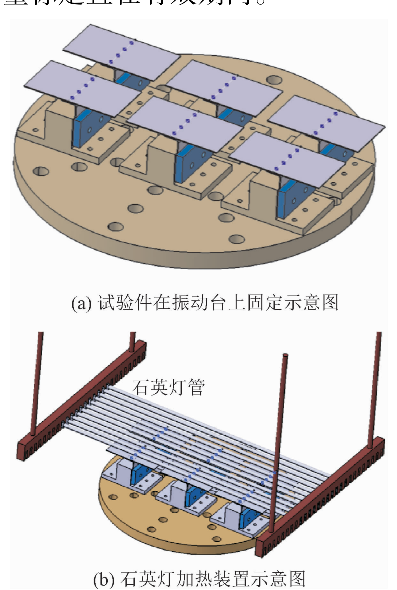


图 3　试验夹具和加热装置设计示意图

Fig. 3　Test fixture and heat devise sketch

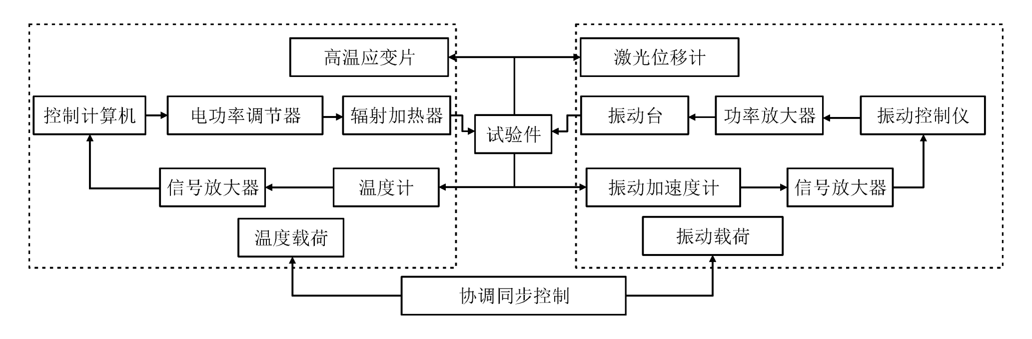


图 4　热振耦合振动疲劳试验系统示意图

Fig. 4　Thermal vibration coupling fatigue test system sketch

表 2　试验设备

Tab. 2　Test equipment

名称	型号	主要指标	数量
振动台系统	DL-4000-50	最大推力:40 kN,最大加速度:100g	1
振动控制仪	ECON	最大谱线数:3 200 线	2
加速度传感器	352C03	最大测量加速度:500g	4
应变片	BE120-4AA-Q150-QT	灵敏系数:2.22	60
激光测振仪	POLYTEC OFV-5000	位移分辨率 0.1 pm	1
数显卡尺	A17101862	测度值:0.01 mm	1
加温加载控制系统	FLEX TEST 200 型	32 通道/1%	1
模态测试系统	LMS SCM2E05	64 通道,51.2 kHz 并行	2
东华数采系统	DH5929	最大采样频率:10 kHz	1
照相机	S8000	有效像素:1 420 万,焦距 5.4 ~ 54 mm	1

3　试验程序

热振耦合振动疲劳试验包括热载荷标定、模态测试、振动载荷标定以及振动疲劳试验。

3.1　热载荷标定

如图 5 所示,在试验件长度方向轴线上布置 3 个热电偶,得到试验件温度梯度。调整石英灯和试验件相对位置,使试验件表面的温度梯度最小。在试验件温度稳定后,试验件 3 处温度测点温差在 10 ℃以内,且温度曲线平稳,如图 6 所示。记录石英灯数量、位置以及加热功率,在试验中按照标定功率为试验件加热。经温度标定试验共用 11 根 680 mm长度石英灯,加热功率为 380 V、1.8 kW 工业用电,石英灯距 T 形、L 形和 U 形支撑试验件的距离分别为 82、81、80.5 mm。试验中将一试验件在铆钉孔处使用振动疲劳试验方法预制裂纹,使该试验件固有频率在完好试验件振动疲劳试验要求频带之外,粘贴温度传感器,试验中该试验件振动响应较小,使用该试验件控制试验温度,该试验件位置在其中一排试验件最外侧位置。

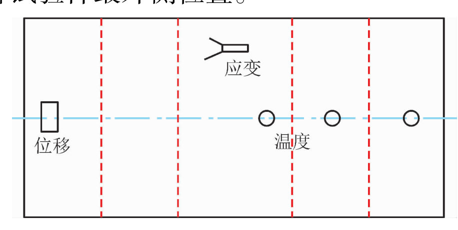


图 5　温度/应变/位移测点

Fig. 5　Temperature/strain/displacement measuring point

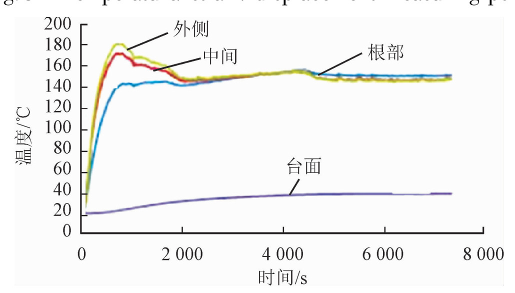


图 6　温度标定曲线

Fig. 6　Temperature calibration curve

3.2　模态试验

试验件各类型选择一件试验件(图 1),选择如图 3(a)所示的支持形式进行模态试验。在试验件蒙皮上布置如图 7 所示 18 个测点,使用激光位移传感器进行振动位移测量,使用锤击跑点法在常温条件下,对试验件进行振动模态和固有频率测试。图 8 所示为试验件蒙皮一阶对称弯曲模态。

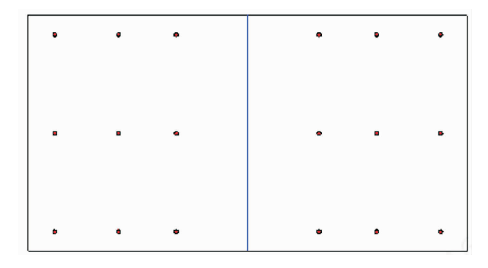


图 7　模态试验位移测点

Fig. 7　Displacement measuring point for modal

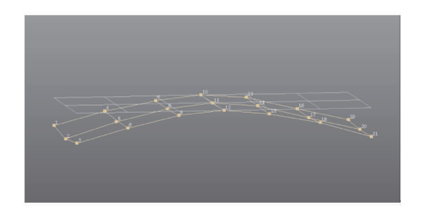


图 8　蒙皮对称弯曲模态

Fig. 8　Symmetric bending modal of skin

3.3　振动载荷标定

如图 5 所示应变测点和位移测点,对试验件施加如图 9 所示的平直谱形的基础加速度随机振动载荷。振动载荷带宽以试验件一阶对称弯曲模态固有频率为中心频率,1/3 倍频程下上限频率为频率带宽下、上限,分别用 f_1 和 f_2 表示。逐级增大图 9 中纵坐标值 A,振动加速度均方根由 $3g$ 增加至 $21g$,步长取 $3g$,通过试验标定,得到了台面加速度、应变测点和位移测点均方根值之间的关系。高温应变片和温度片保护对试验件自身振动特性影响较大,常温下试验件位移响应与应变响应关系曲线与高温下一致。高温振动疲劳试验中,去除温度片和应变片,忽略温度变化导致试验件长度的变化,利用常温下试验件端部位移与根部应变之间的标定关系,得到高温条件下振动应变均方根。试验中可以根据标定的曲线,用台面加速度或位移均方根控制达到所需应变均方根值。

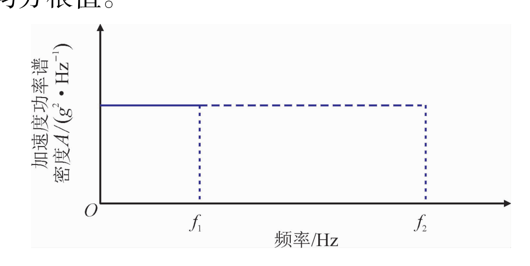


图 9　加速度基础激励随机振动谱

Fig. 9　Random vibration acceleration exciting spectrum

3.4 振动疲劳试验程序

振动疲劳试验按如下程序完成。

a）检查试验件外观，确认试验件无目视可见缺陷。

b）选取试验件，安装试验件，螺栓拧紧时使用定力扳手，常温条件下进行模态试验，以确定各类试验件一阶对称弯曲模态的固有频率。

c）选取标定试验件，粘贴应变片，确定振动位移测点，进行常温下激励量级、试验件应变响应及试验件位移响应关系标定，获得激励量级与应变响应、应变响应与位移响应对应关系曲线，这些关系用于高温振动疲劳应变响应的确定。

d）选取标定试验件，粘贴热电偶进行 150 ℃ 标定试验，记录加热灯管位置、加热器加载电流电压等数据，在高温振动疲劳试验中按标定记录对试验件加热。

e）150 ℃ 条件下进行正弦扫频试验，测得 150 ℃ 件下试验件一阶对称弯曲模态对应的固有频率，并记录试验数据，该频率用于确定振动疲劳试验振动载荷带宽上下限。

f）安装调试试验件，进行 150 ℃ 下振动疲劳调试试验。

g）根据调试试验结果，进行振动疲劳正式试验。

4 试验结果

试验过程中采用视频和振动位移方式监控试验件振动情况，试验件固有频率或位移响应未发生变化时每半小时暂停试验目视检查一次试验件完好情况，如发现铆钉脱落或目视可见裂纹，或者位移响应发生变化 20% 以上或者试验件共振频率值变化 10%，则认为试验件发生疲劳破坏，停止试验。试验结果表明有铆钉脱落或目视可见裂纹时，振动频率和响应的会有相应的变化。振动疲劳应力循环次数按照式（1）计算。

$$N = \sqrt{\frac{f_2^3 - f_1^3}{3(f_2 - f_1)}} \times t \approx f_0 \times t \qquad (1)$$

其中：f_0 为试验件固有频率；t 为试验时间；f_1、f_2 分别为以 f_0 为中心频率的 1/3 倍频程下、上限，$f_1 = f_0 \times 2^{-\frac{1}{6}}$，$f_1 = f_0 \times 2^{\frac{1}{6}}$。

振动疲劳试验结果显示，结构破坏主要表现为铆钉头脱落和蒙皮裂纹，选取两件具有代表性破坏的试验件实物照片如图 10～11 所示。150 ℃ 温度条件下试验件振动疲劳应变均方根应变、寿命等信息统计如表 3 所示，由图 10、图 11 和表 3 可以得出如下结论。

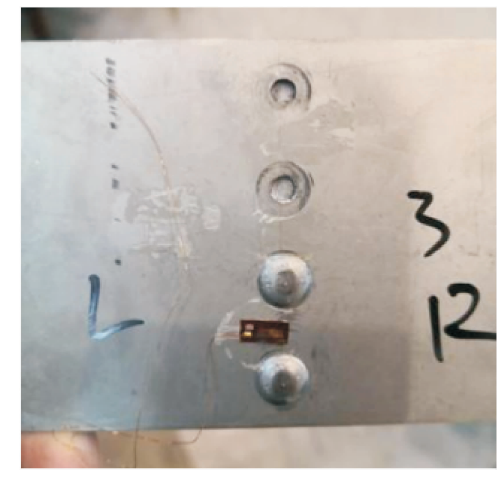


图 10 半圆头铆钉脱落

Fig. 10 Fall off the semicircular head rivet

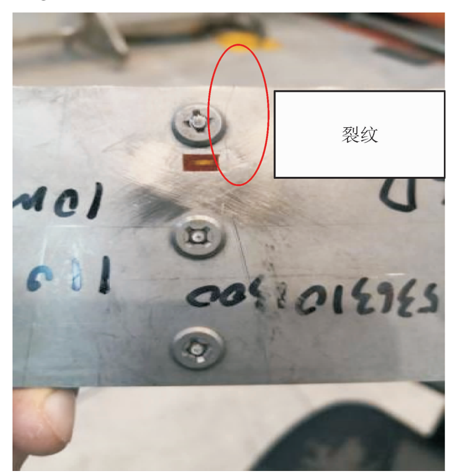


图 11 蒙皮孔边裂纹

Fig. 11 Skin crack by rivet hole

a）同结构类型试验件，宽度相同、铆钉（抽钉）数量相同，平头抽钉连接试验件固有频率相对较高，表明平头抽钉对材料之间紧固力较高。

b）同结构类型试验件，宽度相同、铆钉类型相同、铆钉数量不同，铆钉数较多的试验件固有频率较高。

c）蒙皮 + U 形支撑和蒙皮 + T 形支撑结构半圆头铆钉连接件破坏模式均为铆钉钉头断裂。

d）蒙皮 + L 形支撑结构半圆头铆钉连接件有铆钉钉头断裂和蒙皮裂纹两种破坏模式。

e）所有抽芯铆钉连接件破坏模式均为蒙皮裂纹。

f）蒙皮 + U 形支撑结构抽芯铆钉距离为 4D 和

6*D* 两种规格试验，相同宽度的试验件，振动应变量级相当，6*D* 距离抽芯铆钉连接件振动劳寿命长于 4*D* 距离抽芯铆钉连接件。

g）蒙皮 + U 形支撑和蒙皮 + T 形支撑结构振动疲劳寿命试验，相同宽度的试验件，振动应变量级相当，抽芯铆钉连接件振动疲劳寿命高于半圆头铆钉连接试验件。

h）蒙皮 + U 形支撑和蒙皮 + T 形支撑抽芯铆钉连接结构，相同宽度的试验件，振动应变量级相当，蒙皮 + T 形支撑结构形式振动疲劳寿命较长。

当试验件蒙皮发生一阶对称弯曲振动时，蒙皮对铆钉产生弯矩，半圆头铆钉相比平头抽芯铆钉与蒙皮接触面积较大，同一支撑类型试验件在相同振动幅值情形下，在半圆头铆钉头部产生的弯曲应力较大，导致半圆头铆钉振动疲劳寿命较短，半圆头铆钉更容易脱落；同类型试验件，铆钉距离 4*D* 和 6*D* 对应 4 个和 3 个铆钉，相比之下 4 个铆钉孔相当于材料内部缺陷较多，相同振动幅值情形下，4 个铆钉孔发生振动疲劳的概率较大。

表3　150 ℃下试验件振动疲劳寿命统计

Tab. 3　Vibration fatigue life of the test piece statistics at 150 ℃

试件类型	孔边响应/10^{-6}	破坏时间	固有频率/Hz	循环次数	破坏模式
U形+蒙皮 三铆钉	750	36 min 30 s	229	5.015×10^5	掉钉
U形+蒙皮 三铆钉	780	45 min 50 s	221	6.078×10^5	掉钉
U形+蒙皮 三铆钉	800	43 min	233	6.011×10^5	掉钉
U形+蒙皮 三铆钉	670	40 min 30 s	229	5.565×10^5	掉钉
U形+蒙皮 三抽钉	856	4 h 30 min	275	3.960×10^6	裂纹
U形+蒙皮 三抽钉	828	3 h 25 min	280	3.444×10^6	裂纹
U形+蒙皮 三抽钉	653	3 h 5 min	234	2.597×10^6	裂纹
U形+蒙皮 三抽钉	958	1 h 43 min	270	1.669×10^6	裂纹
U形+蒙皮 四铆钉	600	1 h 7 min	240	9.648×10^5	掉钉
U形+蒙皮 四铆钉	610	43 min	264	6.811×10^5	掉钉
U形+蒙皮 四铆钉	520	1 h 15 min	273	1.229×10^6	掉钉
U形+蒙皮 四铆钉	610	2 h 55 min	261	2.741×10^6	未破坏
U形+蒙皮 四抽钉	835	1 h 40 min	293	1.758×10^6	裂纹
U形+蒙皮 四抽钉	800	2 h 55 min	245	2.573×10^6	裂纹
U形+蒙皮 四抽钉	700	2 h 10 min	281	2.192×10^6	裂纹
U形+蒙皮 四抽钉	650	1 h 51 min	273	1.818×10^6	裂纹
L形+蒙皮 抽钉	1147	10 min	247	1.482×10^5	裂纹
L形+蒙皮 抽钉	943	10 min 30 s	259	1.632×10^5	裂纹
L形+蒙皮 抽钉	1 200	13 min 50 s	253	2.100×10^5	裂纹
L形+蒙皮 抽钉	917	13 min 30 s	257	2.082×10^5	裂纹
L形+蒙皮 铆钉	972.5	58 min 40 s	249	8.765×10^5	掉钉
L形+蒙皮 铆钉	1 013.4	48 min 23 s	247	7.170×10^5	裂纹
L形+蒙皮 铆钉	880	1 h 0 min 44 s	245	8.928×10^5	掉钉
L形+蒙皮 铆钉	755	2 h 40 min	244	2.342×10^6	裂纹
T形+蒙皮 抽钉	970	3 h 22 min	232	2.812×10^6	裂纹
T形+蒙皮 抽钉	868	2 h 34 min	220	2.033×10^6	裂纹
T形+蒙皮 抽钉	685	3 h 04 min	228	2.517×10^6	裂纹
T形+蒙皮 抽钉	874	3 h 14 min	236	2.747×10^6	裂纹
T形+蒙皮 铆钉	903	30 min	220	3.960×10^5	掉钉
T形+蒙皮 铆钉	1 040	8 min	236	1.133×10^5	掉钉
T形+蒙皮 铆钉	842	1 h 9 min	234	9.688×10^5	掉钉
T形+蒙皮 铆钉	933	17 min	212	2.162×10^5	掉钉

5 结 论

本研究设计了热振耦合振动疲劳试验件和试验系统,在150 ℃温度条件下进行了TC4钛合金材料蒙皮+不同结构形式支撑以及半圆头铆钉和平头抽芯铆钉铆接试验件振动疲劳试验,通过对振动疲劳试验结果统计归纳和对比得出如下结论。

1)抽芯铆钉对材料间的紧固力较高,抽芯铆钉连接试验件固有频率相对较高。

2)半圆头铆钉连接件破坏多数表现为铆钉脱落,抽芯铆钉连接件破坏表现为蒙皮裂纹;振动应变均方根大致相同时,在半圆头铆钉头部产生较大的弯曲应力,半圆头铆钉更易发生脱落。

3)同类型支撑、同宽度、同铆钉试验件,分别用3个铆钉和4个铆钉连接,4个铆钉连接件振动疲劳寿命较短。工程设计中,在满足连接强度和刚度前提下,尽可能少的铆钉连接数量可提高振动疲劳寿命。

4)振动应变均方根量级相当时,蒙皮+T形支撑结构形式振动疲劳寿命较长,抗振动疲劳设计中,建议采用T形支撑结构,并采用平头抽芯铆钉连接。

参考文献:

[1] 回丽,王宁,周松,等.激光选区熔化TC4钛合金疲劳与断裂[J].科学技术与工程,2020,20(14):5844-5848.
HUI Li,WANG Ning,ZHOU Song,et al. Selective laser melting of TC4 titanium alloy fatigue and fracture[J]. Science technology and engineering,2020,20(14):5844-5848(in Chinese).

[2] 张琴,许巍,范金娟,等.材料及构件振动疲劳研究进展[J].材料开发与应用,2020,35(1):14-22.
ZHANG Qin,XU Wei,FAN Jinjuan,et al. Research progress of vibration fatigue of materials and components[J]. Development and application of materials,2020,35(1):14-22(in Chinese).

[3] 于兰兰,毛小南,李辉,等.TC4-DT钛合金高周疲劳行为研究[J].钛工业进展,2012,29(6):11-14.
YU Lanlan,MAO Xiaonan,LI Hui,et al. Research on high cycle fatigue behavior of TC4-DT titanium alloy[J]. Titanium industry progress,2012,29(6):11-14(in Chinese).

[4] SHARMA A,OH M C,AHN B. Recent advances in very high cycle fatigue behavior of metals and alloys—a review[J]. Metals,2020,10(9):1200.

[5] GLAVICIC M G,BRODERICK T,VENKATESH V,et al. Advanced titanium alloy fatigue modeling[C]//The 14th World Conference on Titanium (Ti 2019). France: EDP Sciences,2020:11093.

[6] 荆洪阳,潘胜豪,徐连勇,等.Ti-6Al-4V钛合金弯曲疲劳行为与损伤机理研究[J].天津大学学报(自然科学与工程技术版),2021,54(9):942-949.
JING Hongyang,PAN Shenghao,XU Lianyong,et al. Bending fatigue behavior and damage mechanism of the Ti-6Al-4V titanium alloy[J]. Journal of Tianjin University(science and technology),2021,54(9):942-949(in Chinese).

[7] 许巍,赵延广,钟斌,等.基于振动台的TA11钛合金超高频疲劳实验和验证[J].航空材料学报,2019,39(4):86-92.
XU Wei,ZHAO Yanguang,ZHONG Bin,et al. Ultra-high frequency fatigue testing approach and verification of TA11 ti-alloy based on electrodynamic shaker[J]. Journal of aeronautical materials,2019,39(4):86-92(in Chinese).

[8] 许巍,陈新,李旭东,等.发动机材料高周疲劳P-S-N曲线优化处理方法[J].航空材料学报,2020,40(5):96-103.
XU Wei,CHEN Xin,LI Xudong,et al. Optimized processing method of P-S-N curves for high cycle fatigue of aero-engine materials[J]. Journal of aeronautical materials,2020,40(5):96-103(in Chinese).

[9] 何卫锋,李应红,李启鹏,等.LSP提高TC6钛合金振动疲劳性能及强化机理研究[J].稀有金属材料与工程,2013,42(8):1643-1648.
HE Weifeng,LI Yinghong,LI Qipeng,et al. Vibration fatigue performance and strengthening mechanism of TC6 titanium alloy by laser shock peening[J]. Rare metal materials and engineering,2013,42(8):1643-1648(in Chinese).

[10] CAO X,HE W F,LIAO B,et al. Effect of TiN/Ti coating combined with laser shock peening pre-treatment on the fatigue strength of Ti-6Al-4V titanium alloy[J]. Surface and coatings technology,2020,403:126393.

[11] 黄宇,周建忠,李京,等.深冷激光喷丸对TC6钛合金阻尼特性及振动疲劳寿命的影响[J].中国激光,2020,47(4):141-148.
HUANG Yu,ZHOU Jianzhong,LI Jing,et al. Effects of cryogenic laser peening on damping characteristics and vibration fatigue life of TC6 titanium alloy[J]. Chinese journal of lasers,2020,47(4):141-148(in Chinese).

[12] 黄宇.深冷激光喷丸强化TC6钛合金结构振动模态及其对疲劳寿命的影响[D].镇江:江苏大学,2020.

[13] MORRISSEY R J,NICHOLAS T. Fatigue strength of Ti-6Al-4V at very long lives[J]. International journal of fatigue,2005,27(10/11/12):1608-1612.

[14] 苏胜,郭利军,张东博,等.超声载荷下TC4钛合金的疲劳寿命分析[J].声学技术,2018,37(1):57-61.
SU Sheng,GUO Lijun,ZHANG Dongbo,et al. Fatigue life analysis of TC4 titanium alloy under ultrasonic loading[J]. Technical acoustics,2018,37(1):57-61(in Chinese).

[15] MAYER H. Fatigue crack growth and threshold measurements at very high frequencies[J]. International materials reviews,1999,44(1):1-34.

[16] 程礼,陈皎,焦胜博,等.超高周疲劳试件尺寸优化设计研究[J].应用力学学报,2016,33(4):575-581.
CHENG Li,CHEN Jiao,JIAO Shengbo,et al. Investigation of the

optimized size design of very high cycle fatigue specimen[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2016, 33(4): 575-581(in Chinese).

[17] 许巍，陈新. TC17 合金弯曲振动超高周疲劳试验[J]. 航空发动机，2021，47(2)：63-67.
XU Wei, CHEN Xin. Vibration bending fatigue test of TC17 ti-alloy in the very-high-cycle regime[J]. Aeroengine, 2021, 47(2): 63-67 (in Chinese).

[18] 李全通，刘青川，申景生，等. TC17 钛合金超高周弯曲振动疲劳试验[J]. 航空动力学报，2012，27(3)：617-622.
LI Quantong, LIU Qingchuan, SHEN Jingsheng, et al. Experiment on ultra-high cycle bending vibration fatigue of titanium alloy TC17 [J]. Journal of aerospace power, 2012, 27(3): 617-622(in Chinese).

[19] XU W, YANG X F, ZHONG B, et al. Failure criterion of titanium alloy irregular sheet specimens for vibration-based bending fatigue testing[J]. Engineering fracture mechanics, 2018, 195: 44-56.

[20] 申景生，李全通，吴晓峰，等. 钛合金超高周弯曲振动疲劳性能试验[J]. 钢铁钒钛，2011，32(3)：12-15.
SHEN Jingsheng, LI Quantong, WU Xiaofeng, et al. Study on the ultra high cycle bending vibration fatigue test of titanium alloys [J]. Iron steel vanadium titanium, 2011, 32(3): 12-15(in Chinese).

[21] 孙宇博，雷娟娟. 航空发动机叶片 TC4 钛合金振动疲劳裂纹扩展研究及剩余寿命预测[J]. 表面技术，2016，45(9)：207-213.
SUN Yubo, LEI Juanjuan. Research on fatigue crack propagation and remain fatigue life prediction of aero-engine blade TC4 titaniumalloy[J]. Surface technology, 2016, 45(9): 207-213(in Chinese).

[22] 张俊红，杨硕，刘海，等. 裂纹参数对航空发动机叶片频率转向特性影响研究[J]. 振动与冲击，2014，33(20)：7-11.
ZHANG Junhong, YANG Shuo, LIU Hai, et al. Influence of crack parameters on frequency veering characteristic of aero-engine blade [J]. Journal of vibration and shock, 2014, 33(20): 7-11(in Chinese).

[23] ARAKERE N K, GOSWAMI T, KROHN J, et al. High temperature fatigue crack growth behavior of Ti-6Al-4V[J]. High temperature materials and processes, 2002, 21(4): 229-236.

[24] TOKAJI K. High cycle fatigue behaviour of Ti-6Al-4V alloy at elevated temperatures[J]. Scripta materialia, 2006, 54(12): 2143-2148.

[25] 谭光辉，李秋彦，邓俊. 热环境下结构固有振动特性试验及分析[J]. 航空学报，2016，37(增刊1)：32-37.
TAN Guanghui, LI Qiuyan, DENG Jun. Test and analysis of natural modal characteristics of a wing model with thermal effect[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica, 2016, 37(S1): 32-37(in Chinese).

[26] SHI H L, LIU D X, PAN Y F, et al. Effect of shot peening and vibration finishing on the fatigue behavior of TC17 titanium alloy at room and high temperature[J]. International journal of fatigue, 2021, 151: 106391.

[27] 吴大方，林鹭劲，吴文军，等. 1 500 ℃极端高温环境下高超声速飞行器轻质隔热材料热/振联合试验[J]. 航空学报，2020，41(7)：210-219.
WU Dafang, LIN Lujin, WU Wenjun, et al. Thermal/vibration test of lightweight insulation material for hypersonic vehicle under extreme-high-temperature environment up to 1 500 ℃[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica, 2020, 41(7): 210-219(in Chinese).

[28] ESDU. Endurance of titanium and titanium alloy structural elements subjected to simulated acoustic loading: ESDU 10011[S]. [S. l.]: ESDU, 2010.

[29] ESDU. Endurance of aluminium alloy structural elements subjected to simulated acoustic loading: ESDU 72015[S]. [S. l.]: ESDU, 1984.

[30] ESDU. Methods of testing for endurance of structural elements using simulated acoustic loading: ESDU 93027[S]. [S. l.]: ESDU, 1993.

（编辑　黄崇亚　李坤璐）